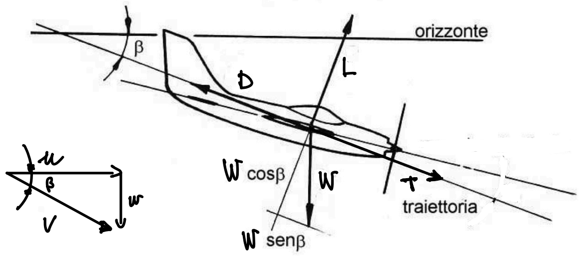
IL VOLO IN DISCESA

Richiami teorici



$w = V \operatorname{sen}\beta$

$u = V \cos\beta$

- Equilibrio del velivolo nel volo in discesa

$$\begin{cases} D = T + W \operatorname{sen}\beta \\ L = W \cos\beta \end{cases}$$

In termini di potenza è:

$$TV = DV - WV \operatorname{sen}\beta$$

ovvero

$$\Pi_d = \Pi_n - W w$$

La velocità discensionale w risulta:

$$\boxed{w = \frac{\Pi_n - \Pi_d}{W}}$$

Per β è:

$$\operatorname{sen}\beta = \frac{D-T}{W} ; \qquad \cos\beta = \frac{L}{W}$$

e quindi

$$\frac{\operatorname{sen}\beta}{\cos\beta} = \frac{D-T}{\cancel{W}} \cdot \frac{\cancel{W}}{L} = \frac{1}{E} - \frac{T}{L} \qquad \text{ma } L = W\cos\beta$$

e poiché $\beta << 1 \rightarrow \cos\beta \simeq 1$ e quindi, nei calcoli pratici, è:

$$\boxed{\operatorname{tg}\beta = \frac{1}{E} - \frac{T}{W}}$$

ESERCIZIO – Un velivolo avente massa $M = 45000$ kg e superficie alare $S = 30\ m^2$, le cui caratteristiche aerodinamiche corrispondono alla polare:

$$C_D = 0.0131 + 0.120\ C_L^2$$

vola alla velocità di 720 km/h in volo rettilineo uniforme alla quota $z = 2000$ m.
Si richiede quali debbano essere la velocità in discesa e la pendenza della traiettoria quando al medesimo assetto si riduce a metà la potenza disponibile nel volo orizzontale.

SVOLGIMENTO – Iniziamo col calcolare l'assetto che compete al velivolo quando si trova in VORU:

$$L = W \to C_L S \frac{1}{2} \rho V^2 = W \to C_L = \frac{2\ W/S}{\rho V^2} =$$

$$= \frac{2 \times 45000 \times 9.8}{1.0066 \times \left(\frac{720}{3.6}\right)^2 \times 30} = 0.73$$

Dalla polare è $\quad C_D = 0.0131 + 0.120 \times (0.73)^2 = 0.077$

L'efficienza è:

$$E = \frac{C_L}{C_D} = \frac{0.73}{0.077} = 9.5$$

□ La potenza necessaria al volo orizzontale è:

$$\Pi_{n,0} = D \cdot V = T \cdot V = \frac{W}{E} \cdot V = \frac{45000 \times 9.8}{9.5} \cdot \frac{720}{3.6} =$$

$$= 9284\ kW = \Pi_{d,0}$$

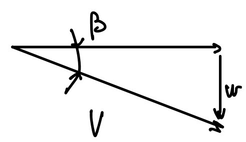
Per studiare la manovra in discesa, si scrivono le equazioni di equilibrio in termini di potenza:

$$DV = TV + W\ V \sin\beta$$

ovvero $\Pi_M = \Pi_d + W w$ In prima approssimazione, $\Pi_m = \Pi_{M,0}$

$$w = \frac{\Pi_n - \Pi_d}{W} = \frac{\Pi_{M,0} - \frac{\Pi_{M,0}}{2}}{W} = \frac{9284000/2}{W}$$

$$= \frac{9284000}{2 \times 45000 \times 9.8} = 10.53 \text{ m/s}$$



$$\sin\beta = \frac{w}{V} \rightarrow \beta = \arcsin \frac{10.53}{\left(\frac{720}{36}\right)} = 3.03^\circ$$

ESERCIZIO – Un velivolo a getto, avente massa $M = 27000$ kg, allungamento $AR = 4{,}37$, apertura alare $b = 11$ m, vola alla quota $z = 5500$ m con assetto corrispondente a una efficienza $E = 7{,}5$ alla velocità di 650 Km/h.
A un certo istante, mantenendo lo stesso assetto, ma variando la spinta e la velocità, il pilota esegue una discesa con pendenza della traiettoria $\beta = 5°$.
Determinare:

1) La spinta necessaria al volo orizzontale;
2) I coefficienti di portanza e resistenza in volo orizzontale;
3) la perdita di quota nell'unità di tempo durante la picchiata
4) la variazione di spinta necessaria per effettuare la discesa con la pendenza richiesta.

SVOLGIMENTO – Per il V.O.R.U. è $\begin{cases} T = D \\ L = W \end{cases}$ ovvero:

$$\frac{T}{W} = \frac{D}{L} = \frac{1}{E} \rightarrow T = \frac{W}{E} = \frac{27000 \times 9.81}{7.5} = 35316 \text{ N}$$

Il coefficiente di portanza risulta:

$$C_L S \frac{1}{2}\rho V^2 = W \rightarrow C_L = \frac{2W}{S\rho V^2}$$

Si osservi:

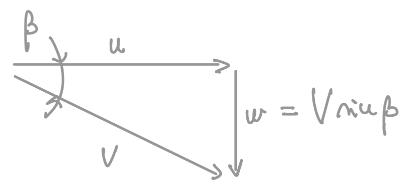
$$\rho_{5500} = 0.6971\ kg/m^3 \quad ; \quad S = \frac{b^2}{AR} = \frac{11^2}{4.37} = 27.69\ m^2$$

Allora

$$C_L = \frac{2\times 27000\times 9.81}{27.69\times 0.6971\times\left(\frac{650}{3.6}\right)^2} = 0.842$$

Essendo $E = \frac{C_L}{C_D} \rightarrow C_D = \frac{C_L}{E} = \frac{0.842}{7.5} = 0.112$

La perdita di quota nell'unità di tempo altro non è che la w (velocità discensionale)



ATTENZIONE: La velocità di discesa V NON è quella del volo orizzontale. Per la sua determinazione partiamo dalle equazioni di equilibrio del volo in discesa:

$$L = W\cos\beta \rightarrow C_L S\frac{1}{2}\rho V^2 = W\cos\beta$$

$$V = \sqrt{\frac{2W\cos\beta}{C_L S \rho}} = \sqrt{\frac{2\times 27000\times 9.8\times\cos 5^\circ}{0.6971\times 27.69\times 0.842}} = 180.10\ m/s = 648\ km/h$$

Quindi: $w = V\sin\beta = 180.10\times\sin 5 = 15.70\ m/s$

La spinta necessaria per effettuare la discesa con la pendenza richiesta la ricaviamo dall'altra equazione di equilibrio delle forze

$$T = D - W\sin\beta$$

La resistenza D la calcoliamo tenendo presente che il volo in discesa si svolge allo stesso assetto del volo orizzontale ($E = 7{,}5$):

$$D = \frac{L}{E} = \frac{W\cos\beta}{E} = \frac{27000 \times 9{,}81 \times \cos 5^\circ}{7{,}5} = 35181{,}6\ N$$

La spinta è:

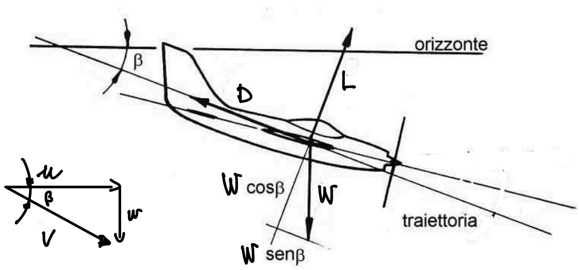
$$T = D - W \operatorname{sen}\beta = 35181{,}6 - 27000 \times 9{,}81 \times \operatorname{sen} 5 =$$
$$= 35181{,}6 - 23084{,}9 = 12096{,}7\ N$$

La riduzione di spinta necessaria per effettuare la discesa con la pendenza richiesta risulta:

$$\Delta T = 35316 - 12096{,}7 = 23219{,}3\ N$$

IL VOLO LIBRATO

Richiami teorici



$w = V \operatorname{sen}\beta$
$u = V\cos\beta$

- Equilibrio del velivolo nel volo in discesa

$$\begin{cases} L = W\cos\beta \\ D = W \operatorname{sen}\beta \end{cases}$$

Dividendo m. a m. si ha:

$$\frac{L}{D} = E = \frac{1}{tg\beta} \quad \text{ovvero}$$

$$tg\beta = \frac{1}{E}$$

Poiché l'efficienza ha un ben definito valore massimo, esisterà un ben definito valore minimo dell'angolo di planata al di sotto del quale il volo librato (in aria calma) non è possibile:

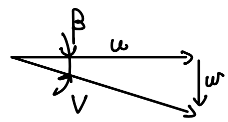
$$\beta_{min} = arctg \frac{1}{E_{max}}$$

Il calcolo della velocità del velivolo lungo la traiettoria si effettua partendo dall'equazione di equilibrio secondo la direzione perpendicolare a quella del moto e sostituendo a L la nota espressione aerodinamica:

$$L = W\cos\beta \;\rightarrow\; C_L\, S\, \frac{1}{2}\rho V^2 = W\cos\beta \;\rightarrow$$

$$\rightarrow\; V = \sqrt{\frac{2W/S\,\cos\beta}{\rho\, C_L}}$$

Calcolo della velocità di discesa:



$$w = V\,\mathrm{sen}\,\beta = \sin\beta\sqrt{\frac{2W/S\,\cos\beta}{\rho\, C_L}}$$

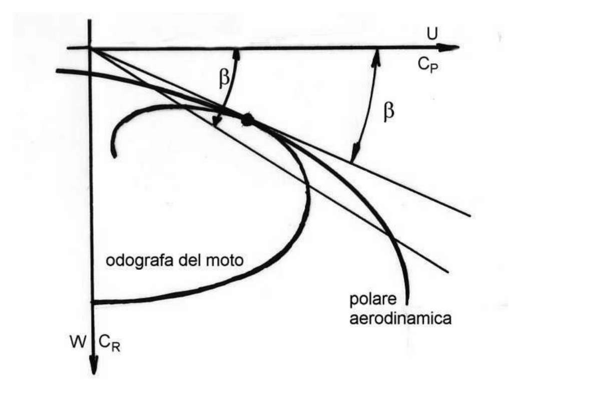
$$= \sqrt{\frac{2W/S\,\sin^2\beta\,\cos^3\beta}{\rho\, C_L\,\cos^2\beta}} = \sqrt{\frac{2W/S\,tg^2\beta\,\cos^3\beta}{\rho\, C_L}}$$

$$= \frac{1}{E\sqrt{C_L}}\sqrt{\frac{2W/S\,\cos^3\beta}{\rho}} \quad \text{per } \beta \ll 1 \text{ è:}$$

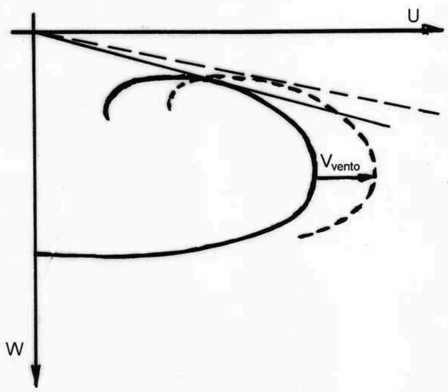
$$\boxed{w = \frac{1}{E\sqrt{C_L}}\sqrt{\frac{2W/S}{\rho}}}$$

avendo messo in evidenza l'indice di potenza $E\sqrt{C_L}$.

L'odografa del moto (polare delle velocità) è un diagramma avente in ascisse la velocità di volo orizzontale e in ordinate quella verticale.



Il volo librato in assenza di vento è un caso ideale; tenendo presente che IL MOTO ASSOLUTO si può considerare somma di un MOTO RELATIVO e di un MOTO DI TRASCINAMENTO, per ottenere l'odografia in presenza di vento basta spostare il punto generico di punta di un segmento corrispondente alla velocità del vento, che viene decomposto in orizzontale e verticale.



- Nel caso di vento orizzontale favorevole si ha quanto indicato in figura. Dall'esame della figura si comprende come il problema possa essere risolto spostando l'origine e precisamente, nel caso di vento orizzontale favorevole, si sposta l'asse w di una quantità uguale a $-V_{vento}$; ovviamente nel caso di vento ascendente o discendente si sposta l'asse delle U. Sono ovvi i vari casi che possono presentarsi.

ESERCIZIO – Durante un volo di collaudo di un aliante sono state ricavate le seguenti misurazioni

PROVA	I		II		III		IV		V	
z (m)	3000	2900	2800	2700	2600	2500	2400	2300	2200	2100
V (km/h)	69,84		74,34		83,52		95,83		117,36	
t (s)	42,86		54,53		48,78		39,06		25,68	

Conoscendo le seguenti caratteristiche:

- massa totale $M = 500$ kg;
- superficie alare $S = 15\ m^2$;
- $\sqrt{1/\delta} = 1.1315$ alla quota $z = 2500$ m

Determinare:

1) la polare del velivolo;
2) l'odografo del volo librato;
3) la massima distanza percorribile in assenza di vento dalla quota $z = 3000$ m alla quota $z = 0$ m.
4) la massima distanza percorribile dalla quota $z = 3000$ m alla quota $z = 0$ m, con vento contrario caratterizzato da $U_{ven} = -10$ m/s e $W_{ven} = -0.4$ m/s

RICORDA: $\delta = \frac{\rho}{\rho_0}$ è il rapporto caratteristico delle densità.

SOLUZIONE - Si ha:

$$\begin{cases} u = V\cos\beta \\ w = V\sin\beta \end{cases} \qquad [1]$$

Si conosce V che è un dato rilevato durante il collaudo dell'aliante e w che può essere calcolato dal rapporto della variazione della quota con il tempo impiegato:

$$w = \frac{\Delta z}{\Delta t} \qquad [2]$$

Quindi, per ogni quota, conosciamo anche il valore di β:

$$\beta = \arcsin\frac{w}{V} \qquad [3]$$

Per la deduzione della polare sperimentale si parte dalle equazioni dell'equilibrio:

$$L = W\cos\beta \quad e \quad D = W\sin\beta$$

In particolare:

$$C_L\, S\, \frac{1}{2}\rho V^2 = W\cos\beta$$

e quindi:

$$C_L = \frac{2\, W/S\, \cos\beta}{\rho V^2} \qquad [4]$$

con $\rho_{z=2500\,m} = 0.95687\ kg/m^3$.

Noto β, possiamo valutare l'efficienza, E, e quindi il C_D:

$$tg\beta = \frac{1}{E} \quad \longrightarrow \quad E = \frac{1}{tg\beta} \qquad [5]$$

e

$$E = \frac{C_L}{C_D} \quad \longrightarrow \quad C_D = \frac{C_L}{E} \qquad [6]$$

A tal punto si hanno a disposizione tutti gli elementi per il tracciamento della polare sperimentale.

PROVA	Δz	t	w	V (m/s)	β	u	C_L	E	C_D
I	100	42,86	2.33	19,40	6.9	19.26	1.801	8.26	0.218
II	100	54,53	1.83	20,65	5.08	20.57	1.595	11.25	0.142
III	100	48,78	2.05	23,20	5.07	23.11	1.265	11.27	0.112
IV	100	39,06	2.56	26,62	5.52	26.50	0.86	10.35	0.083
V	100	25,68	3.89	32,60	6.85	32.37	0.64	8.32	0.077

uso la [2]

$$w = \frac{\Delta z}{\Delta t}$$

uso la [3]

$$\beta = \arcsin \frac{w}{V}$$

dalla [4]

dalla [5]

dalla [6]

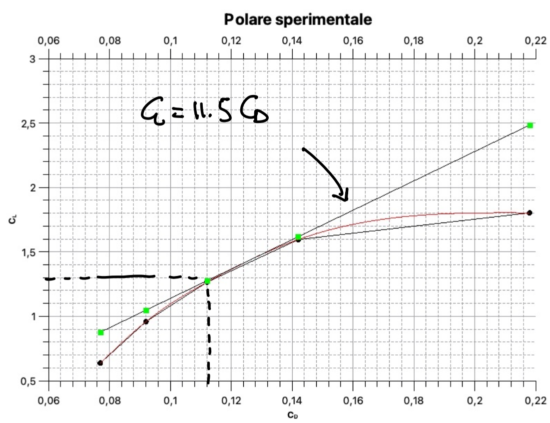
uso la prima delle [1]

$$u = V \cos\beta$$

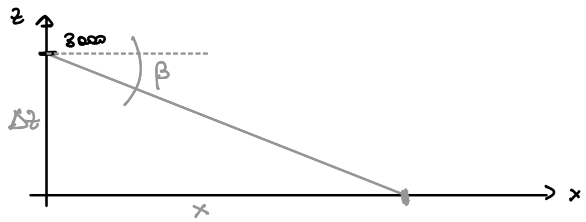
$$C_L = \frac{2\, W/S \cos\beta}{\rho V^2} = \frac{2 \times 500 \times 9{,}8}{15 \times 0.95687} \times \frac{\cos\beta}{V^2} = 682{,}78 \times \frac{\cos\beta}{V^2} \qquad [4]$$

La massima distanza percorribile si ha ponendo l'aliante all'assetto di Emax. Dalla tabella risulta che Emax si colloca fra 11.27 e 10.35. Diagrammando, risulta:

$$E_{max} = 11.5 \;\begin{cases} C_L = 1.54 \\ C_D = 0.134 \end{cases}$$

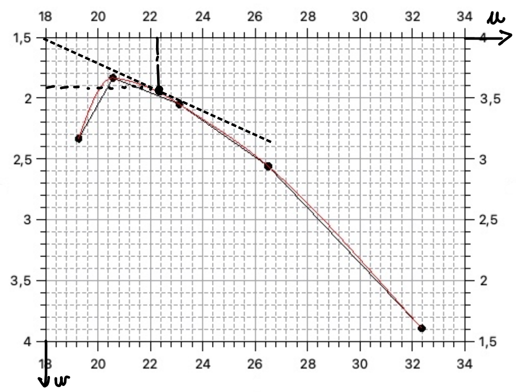


Anche l'odografia del moto in assenza di vento può essere immediatamente tracciata sfruttando i dati calcolati in colonna.



$$\frac{\Delta z}{x} = \mathrm{tg}\beta \rightarrow x = \frac{\Delta z}{\mathrm{tg}\beta} = \Delta z E$$

$$x_{max} = \Delta z \cdot E_{max} = 3000 \times 11.5 = 34.5 \text{ km}$$



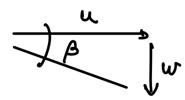
Risulta, dal diagramma,

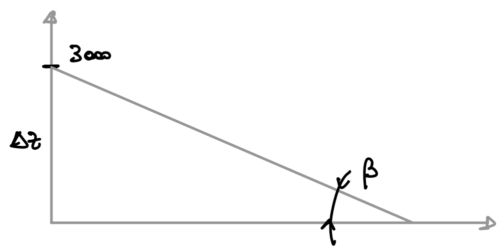
$u = 22.3$ m/s e $w = 1.9$ m/s

□ Per la determinazione della massima distanza percorribile con vento scriviamo:

$u = 22{,}3 - 10 = 12{,}3$ m/s

$w = 1.9 - 0.4 = 1{,}5$ m/s





ovvero $\tan\beta = \dfrac{w}{u} = \dfrac{1}{E}$

$$\frac{\Delta z}{x} = \tan\beta \rightarrow x = \frac{\Delta z}{\tan\beta} = \Delta z\, E$$

$$x_{max} = \Delta z \cdot E_{max} = \Delta z \cdot \left(\frac{u}{w}\right)$$

$$= 3000 \cdot \left(\frac{12.3}{1.5}\right) = 24.6 \text{ Km}$$

NOTA: Ricaviamo, analiticamente, i dati valutati per via grafica precedentemente:

$$C_D = C_{D0} + K C_L^2$$

$$\begin{cases} 0.112 = C_{D0} + K\,(1.265)^2 \\ 0.093 = C_{D0} + K\,(0.96)^2 \end{cases}$$

C_L	C_D
1.265	0.112
0.96	0.093

ovvero

$$\begin{cases} 0.112 = C_{D0} + 1.6\,K \\ 0.093 = C_{D0} + 0.92\,K \end{cases}$$

$0.019 = 0.68\,K \rightarrow K = 0.028$

$C_{D0} = 0.093 - 0.92 \times 0.028 = 0.067$

$$C_D = \underbrace{0.067}_{C_{D0}} + \underbrace{0.028\, C_L^2}_{\frac{C_L^2}{\pi A\!R e}}$$

$$E_{max} = \sqrt{\frac{\pi A\!R e}{4\, C_{D0}}}$$

$$\pi A\!R e = \frac{1}{0.028} = 35.7 \rightarrow E_{max} = \sqrt{\frac{35.7}{4 \times 0.067}} = 11{,}5$$

$$\begin{cases} C_L = \sqrt{\pi A\!R e\, C_{D0}} = 1.54 \\ C_D = 2\, C_{D0} = 0.134 \end{cases}$$

- Per le velocità u e w, ricaviamo i valori dai dati tabellati con la tecnica della interpolazione lineare:

u	E
23.11	11.27
x	11.5
26.5	10.35

$$\frac{23.11 - x}{23.11 - 26.5} = \frac{11.27 - 11.5}{11.27 - 10.35} \rightarrow u = 22.31 \, m/s$$

$$\frac{w}{u} = tg\beta = \frac{1}{E} \rightarrow w = \frac{u}{E} = \frac{22.31}{11.5} = 1.94 \, m/s$$

ESERCIZIO - Un velivolo ha massa $M = 2400$ kg e superficie alare $S = 35 \, m^2$. I coefficienti di resistenza e di portanza hanno in funzione dell'incidenza i seguenti valori:

$\alpha°$	-5	0	3	6	9	12
C_D	0.026	0.032	0.044	0.068	0.100	0.140
C_L	0.30	0.44	0.66	0.88	1.06	1.14

Si determini:

1) la pendenza della traiettoria seguita nel volo librato compiuto con incidenza ottima;
2) il valore della velocità lungo la traiettoria;
3) il valore della velocità verticale di discesa per il percorso effettuato partendo da una quota di 1200 m
4) il tempo impiegato a raggiungere il campo di atterraggio situato a 210 m.

SOLUZIONE - La pendenza della traiettoria seguita nel volo librato compiuto con incidenza ottima è quella di Emax.

$\alpha°$	-5	0	3	6	9	12
C_D	0.026	0.032	0.044	0.068	0.100	0.140
C_L	0.30	0.44	0.66	0.88	1.06	1.14
E	11.5	13.75	15	12.94	10.6	8.14

La E_{max} sarà tra i $3°$ e i $6°$. Valutiamo, analiticamente, la configurazione ottima:

$$C_D = C_{D0} + K\, C_L^2$$

$$\begin{cases} 0.044 = C_{D0} + K\ 0.66^2 \\ 0.068 = C_{D0} + K\ 0.88^2 \end{cases} \longrightarrow \begin{array}{l} C_{D0} = 0.013 \\ K = \dfrac{1}{\pi A\!R e} = 7.1 \cdot 10^{-2} \end{array}$$

$$E_{max} = \sqrt{\frac{\pi A\!R e}{4 C_{D0}}} = \sqrt{\frac{1}{4 K C_{D0}}} = 16.46$$

$$\begin{cases} C_L\big|_{E_{max}} = \sqrt{\pi A\!R e C_{D0}} = \sqrt{\dfrac{C_{D0}}{K}} = 0.43 \\ C_D\big|_{E_{max}} = 2 C_{D0} = 0.026 \end{cases}$$

Risulta:

$$\operatorname{tg}\beta = \frac{1}{E_{max}} = 6.075 \cdot 10^{-2} \rightarrow \beta = 3.48°$$

Per il calcolo del valore della velocità lungo la traiettoria a quota $z = 1200$ m, partiamo dall'eq.ne di equilibrio secondo la normale alla traiettoria

$$L = W \cos\beta \rightarrow C_L S \tfrac{1}{2} \rho V^2 = W \cos\beta$$

$$V = \sqrt{\frac{2 W/S \cos\beta}{C_L\ \rho}}$$

Per il caso che stiamo studiando è:

$W = 4200\,\text{kg} \times 9.8\ \text{m/s}^2 = 41160\,\text{N}$

$W/S = 1176\ \text{N/m}^2$

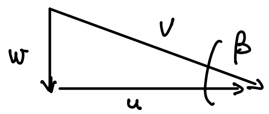
$\beta = 3.48°$

$C_L = 0.43$

$\rho_{z=1200} = 1.0909\ \text{kg/m}^3$

$$V = \sqrt{\frac{2 \times 1176 \times \cos 3.48}{0.43 \times 1.0909}} = 70.74\ \text{m/s} = 254.7\ \text{km/h}$$

La velocità verticale di discesa si deduce dal triangolo di velocità



$$w = V \sin\beta = 70.74 \cdot \sin 3.48 = 4.29 \text{ m/s}$$

Il tempo impiegato a raggiungere il campo di atterraggio situato a 210 m partendo dalla quota di 1200 m si effettua a partire dalla relazione:

$$w = \frac{\Delta h}{\Delta t} \rightarrow \Delta t = \frac{\Delta h}{w} = \frac{1200 - 210}{4.29} = 231 \text{ s}$$

NOTA: A rigore la w non è costante, perché è stata dedotta da V che a sua volta dipende da ρ; poiché la variazione di ρ da 1200 m a 210 m è molto piccola, l'errore è trascurabile.

LA PICCHIATA VERTICALE

Richiami teorici

Nella picchiata verticale la portanza è nulla come pure è nulla la spinta (annullata dal pilota o conseguenza delle alte velocità che si raggiungono); la resistenza viene controbilanciata dal peso del velivolo:

$$\begin{cases} L = 0 \\ W = D \end{cases}$$

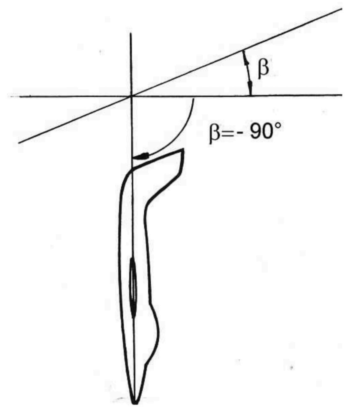


Figura - Affondata senza spinta motore

In questo caso, dalla polare è:

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi A R e} \quad \text{con} \quad C_L = 0 \rightarrow C_D = C_{D0}$$

Il velivolo si porta in tal caso alla velocità limite:

$$V_{lim} = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho C_{D0}}}$$

ESERCIZIO: Un velivolo avente carico alare $W/S = 2000\ N/m^2$ vola in moto rettilineo uniforme a quota $z = 2000\ m$; l'ala è a pianta rettangolare con una superficie $S = 12\ m^2$ e con e con caratteristiche aerodinamiche esprimibili mediante la:

$$C_D = 0.025 + 0.055\ C_L^2$$

Il coefficiente di resistenza delle altre parti del velivolo si può ritenere costante e quale a 0.020.
Dal volo rettilineo uniforme il velivolo esegue una affondata raggiungendo la velocità limite.
Calcolare il valore della velocità limite e le caratteristiche geometriche dell'ala.

SVOLGIMENTO: Per il calcolo della V_{LIM} si sfrutta la relazione:

$$W = D \rightarrow \quad D = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_D = W$$

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi A R e} \quad , \text{ ma per } C_L = 0 \text{ è } C_D = C_{D0}$$

Dunque:

$$\frac{1}{2}\rho V_{LIM}^2 S C_{D0} = W \longrightarrow \quad V_{LIM} = \sqrt{\frac{2\ W/S}{\rho\ C_{D0}}}$$

$$C_{D0} = C_{D0}\big|_{ala} + C_{D0}\big|_{altre\ parti} = 0.025 + 0.020 = 0.045$$

$$\rho_{z = 2000\ m} = 1.0065\ Kg/m^3$$

$$V_{LIM} = \sqrt{\frac{2 \times 2000}{1.0065 \times 0.045}} = 297.2\ m/s = 1070\ Km/h$$

- Calcolo delle caratteristiche geometriche dell'ala

Dell'ala a pianta rettangolare conosciamo la superficie $S = 12\ m^2$. Lo allungamento alare è lo deduciamo dalla polare:

$$C_D = 0.025 + 0.055\, C_L^2 \qquad \text{ovvero:} \qquad \frac{1}{\pi AR} = 0.055$$

quindi $$AR = \frac{1}{\pi \times 0.055} = 5.79$$

$$AR = \frac{b^2}{S} \rightarrow b = \sqrt{AR\, S} = \sqrt{5.79 \times 12} = 8.33\ m$$

e, ancora, perché $S = b \times c \rightarrow c = \frac{S}{b} = \frac{12}{8.33} = 1.44\ m$.

ESERCIZIO - Un velivolo avente massa $M = 6000\,kg$, superficie alare $S = 15\,m^2$ e allungamento $AR = 8$ si trova a quota $z = 4500\,m$ in picchiata a candela, avendo, con i freni aerodinamici aperti che assorbono i 4/5 della resistenza totale, una velocità di 720 km/h.

Chiusi i freni il velivolo si pone in volo orizzontale alla stessa velocità.

Si richiede:

1) l'espressione della polare effettiva;
2) il C_L e C_D nel volo orizzontale;
3) la spinta necessaria al volo orizzontale.

SOLUZIONE - L'evoluzione si svolge a quota $z = 4500\,m$ a cui corrisponde una densità $\rho = 0.7769\,kg/m^3$.

Dall'equazione di equilibrio per il volo in picchiata verticale è:

$$L = 0 \qquad e \qquad W = D$$

da cui

$$W = C_{D_F}\, S\, \frac{1}{2} \rho\, V^2$$

ovvero

$$C_{D_F} = \frac{2W/S}{\rho\, V^2} = \frac{2 \times 6000 \times 9.8/15}{0.7769 \times \left(\frac{720}{3.6}\right)^2} = \frac{7840}{31076}$$

$$= 0.25$$

C_{DF} rappresentano i $\frac{4}{5}$ della C_D (coefficiente di resistenza totale), ovvero:

$$C_{D0} = \frac{1}{5} C_{DF} = \frac{1}{5} \times 0.25 = 0.05 \quad \text{(coeff. di resistenza senza aerofreni)}$$

La polare del velivolo senza freni aerodinamici è:

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi A R e} = 0.05 + \frac{C_L^2}{\pi \times 8 \times 0.95}$$

$$= 0.05 + 0.042\, C_L^2$$

Dall'equazione di equilibrio in volo orizzontale è:

$$L = W \rightsquigarrow W = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L$$

ovvero:

$$C_L = \frac{2W/S}{\rho V^2} = \frac{2 \times 6000 \times 9.8/15}{0.7769 \times \left(\frac{720}{3.6}\right)^2} = \frac{7840}{31076}$$

$$= 0.25$$

a cui corrisponde un coefficiente di resistenza:

$$C_D = 0.05 + 0.042 \times (0.25)^2 = 0.053$$

Risulta:

$$E = \frac{C_L}{C_D} = \frac{0.25}{0.053} = 4.72 = \frac{W}{T}$$

quindi:

$$T = \frac{W}{E} = \frac{6000 \times 9.8}{4.72} = 12458\ \text{N}$$